



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113123898 B

(45) 授权公告日 2022.06.07

(21) 申请号 202110416474.4

(22) 申请日 2021.04.19

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113123898 A

(43) 申请公布日 2021.07.16

(73) 专利权人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109号

(72) 发明人 张冬冬 谭建国 姚霄 刘瑶

(74) 专利代理机构 长沙国科天河知识产权代理
有限公司 43225
专利代理师 邱轶

(51) Int. Cl.
F02K 9/44 (2006.01)
F02K 9/60 (2006.01)

(56) 对比文件

- US 2003145578 A1, 2003.08.07
- JP H06173768 A, 1994.06.21
- CN 108825404 A, 2018.11.16
- US 5908159 A, 1999.06.01
- CN 110939530 A, 2020.03.31
- JP 2017166410 A, 2017.09.21
- JP 2003286900 A, 2003.10.10
- US 2015013341 A1, 2015.01.15

秦飞等. 圆形燃烧室支板火箭超燃冲压发动
机数值模拟.《固体火箭技术》.2011, (第02期),

审查员 周柯含

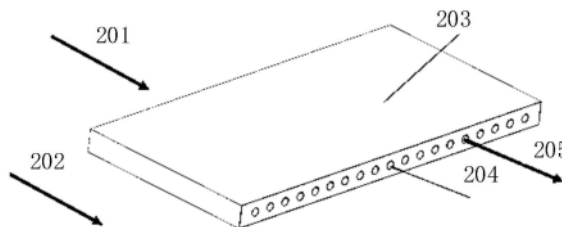
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流
混合装置

(57) 摘要

本申请涉及一种基于分隔板后缘射流扰动的
超声速流混合装置,包括设置在两股超声速流
之间的刚性的分隔板,分隔板的后沿设置射流
孔,射流孔用于喷入射流。本申请基于分隔板为
两股超声速气流提供单独的通道,通过设置在分
隔板后沿的射流孔喷入射流。在分隔板射流的扰
动下,混合层流动提前失稳,混合层大尺度涡结
构破碎成大量小尺度涡结构,在向下游演化过程
中能够有效增加上下两股气流的接触面积以实
现高效混合。本申请提供的超声速流混合装置不
需要外加激励能源,工况适应性强,结构简单,同
时克服了流阻和总压损失大的不足,通过射流涡
与混合层涡结构的相互作用来实现高效混合,具
有较强的工程适用性。



1. 一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置,其特征在于,所述装置包括设置在两股超声速流之间的刚性的分隔板,所述分隔板的后沿设置射流孔,所述射流孔用于喷入射流;分隔板的一侧为第一超声速气流的流道,另一侧为第二超声速气流的流道,射流孔为射流的流道;第一超声速气流为从进气道进入的受到压缩的超声速来流空气,第二超声速气流为火箭燃烧室经过尾喷管膨胀加速的超声速富燃燃气,将火箭燃烧室流出的燃气中的一部分从分隔板后缘的射流孔中以超声速喷出作为射流,以实现空气来流与富燃燃气的高效混合;两股超声速气流在分隔板后沿处相遇会首先形成一段距离的低速回流区,这之后两股气流相遇形成混合层流动结构;混合层结构在向下游发展过程中受到开尔文-赫姆霍兹不稳定的作用,逐渐卷起大尺度涡结构实现两股来流的混合。

2. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,所述分隔板沿所述超声速流方向的长度为40~60mm。

3. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,所述射流孔的直径和所述分隔板的厚度的比值为 $1/4 \sim 1/2$ 。

4. 根据权利要求1所述的装置,所述分隔板的厚度为4~8mm。

5. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于所述射流孔的间隔为1~3个射流孔直径。

6. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,所述射流和所述超声速流之间的动量比值为0.1~0.5。

7. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,所述分隔板为一体化加工成型。

8. 根据权利要求1至7中任意一项所述的装置,其特征在于,所述分隔板的材料为合金弹簧钢。

一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置

技术领域

[0001] 本申请涉及航空宇航推进领域的高效混合技术领域,特别是涉及一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置。

背景技术

[0002] 随着高超声速推进技术的发展,组合循环、超燃冲压发动机等新型动力形式得到广泛关注。在发动机燃烧室中,超声速燃气和空气的高效混合一直是困扰研究人员的难题。对于超声速流动,压缩效应的存在加上燃烧室的尺寸限制,使得流动的混合效率低下。高效混合是充分燃烧的重要前提,也是挖掘发动机性能潜力、提高推进系统效率的重要基础。

[0003] 为了实现超声速混合层的高效混合,学者们提出了一系列增混措施,可以分为被动技术和主动技术。被动技术是指通过在流场中置入外加结构来激发流动大尺度不稳定促进混合,其缺点是流动损失大。如,文献(Tillman T G,Patrick W P,Paterson R W.Enhanced mixing of supersonic jets[J].Journal of Propulsion and Power,1991,(7):1006~1014.)提出了一种波瓣形混合器来诱导混合增强,但由于接触面积的增大,波瓣支板带来的流动损失显著增长。主动增混技术是指在流场中引入激励,通过声学/电火花/等离子体等激励形式来激发流动的不稳定性,使得混合层较早地失稳来实现快速混合,其缺点是工程应用难度高。如,文献(G.Raman,Supersonic jet mixing enhancement using impingement tones from obstacles of various geometries,AIAA Journal 33(1995)454~462.)提出了一种利用声学冲击的方式,可以使得声波在超声速混合层流场中形成自持循环,从而实现混合增强。然而,考虑到超声速流动中背景噪声的不可控因素,该方式在实际工程应用中效果不够理想。

发明内容

[0004] 基于此,有必要针对上述技术问题,提供一种结构原理简单、增混效果好、流动损失小、工程适用性强的基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置。

[0005] 一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置,所述装置包括设置在两股超声速流之间的刚性的分隔板,分隔板的后沿设置射流孔,射流孔用于喷入射流。

[0006] 分隔板的一侧为第一超声速气流的流道,另一侧为第二超声速气流的流道,射流孔为射流的流道。由于分隔板具有一定厚度,两股超声速气流在分隔板后沿处相遇会首先形成一段距离的低速回流区,这之后两股气流相遇形成混合层流动结构;混合层结构在向下游发展过程中受到开尔文-赫姆霍兹不稳定的作用,逐渐卷起大尺度涡结构实现两股来流的混合。通过分隔板后缘的射流孔向流场中喷入射流,射流穿过低速回流区与上下两股超声速气流形成的混合层相互作用。在分隔板射流的扰动下,混合层流动提前失稳,混合层大尺度涡结构受到破坏,在空间上呈现强烈的三维特征,大尺度涡结构破碎成大量小尺度涡结构,小尺度涡结构在向下游演化过程中能够有效增加上下两股气流的接触面积以实现高效混合。

- [0007] 其中一个实施例中,分隔板沿超声速流方向的长度为40~60mm。
- [0008] 其中一个实施例中,射流孔的直径和分隔板的厚度的比值为1/4~1/2。
- [0009] 其中一个实施例中,分隔板的厚度为4~8mm。
- [0010] 其中一个实施例中,射流孔的间隔为1~3个射流孔直径。
- [0011] 其中一个实施例中,射流和超声速流之间的动量比值为0.1~0.5。
- [0012] 其中一个实施例中,分隔板为一体化加工成型。
- [0013] 其中一个实施例中,分隔板的材料为合金弹簧钢。
- [0014] 与现有技术相比,本申请提供的一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置基于一个带有射流孔的分隔板实现了超声速流的高效混合,不需要外加激励能源,工况适应性强,结构简单,克服了被动增混方式流阻和总压损失大的不足;本申请可以通过调整分隔板厚度,以及射流孔数量、位置和大小,以及通过调整射流的动量,调整混合效果且射流可控,通过射流涡与混合层涡结构的相互作用来实现高效混合,具有较强的工程适用性。

附图说明

- [0015] 图1为一个实施例中基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置的实现原理图;
- [0016] 图2为一个实施例中分隔板的结构示意图。

具体实施方式

[0017] 为了使本申请的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本申请进行进一步详细说明。应当理解,此处描述的具体实施例仅仅用以解释本申请,并不用于限定本申请。

[0018] 本申请提供的基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置可应用于火箭基组合循环发动机引射模态的混合室中。其中,第一超声速气流为从进气道进入的受到压缩的超声速来流空气,第二超声速气流为火箭燃烧室经过尾喷管膨胀加速的超声速富燃燃气,将火箭燃烧室流出的燃气中的一部分从分隔板后缘的射流孔中以超声速喷出作为射流,以实现空气来流与富燃燃气的高效混合。

[0019] 在一个实施例中,如图1所示,提供了一种基于分隔板后缘射流扰动的超声速流混合装置,包括设置在两股超声速流之间的刚性的分隔板。如图2所示,分隔板203的后沿设有多个射流孔204,用于喷入射流205。在分隔板203和混合室构成的空间中,第一超声速气流201、第二超声速气流202、射流205的方向分别如箭头所示。第一超声速气流201在分隔板203的上方顺着分隔板的长度方向流向末端,第二超声速气流202在分隔板203的下方顺着分隔板的长度方向流向末端。两股气流在分隔板203的后沿相遇后混合,形成混合区102,在其中形成混合层涡结构1021;此外由于分隔板具有一定厚度,分隔板后缘会形成回流区101。通过射流孔204喷出的超声速射流205,并形成射流涡1011。射流205对回流区101以及混合区102形成扰动的同时,射流涡与混合层涡结构相互作用来促进混合。

[0020] 其中一个实施例中,为确保分隔板的刚性特征,同时保证分隔板具有一定厚度以形成回流区,分隔板的厚度为 $H=4\sim 8\text{mm}$,优选设置为 $H=6\text{mm}$,如图1所示。

[0021] 其中一个实施例中,为使上下两股超声速气流在分隔板的长度范围内充分发展,

分隔板沿超声速流方向的长度为40~60mm,优选长度为 $L=50\text{mm}$,如图1所示。具体地,射流孔204喷出的射流205经过回流区与混合层相互作用,促进混合层流动提前失稳,混合层大尺度涡结构受到破坏,在空间上呈现强烈的三维特征。大尺度涡结构破碎成大量小尺度涡结构,小尺度涡结构在向下游演化过程中能够有效增加上下两股气流的接触面积以实现高效混合。

[0022] 其中一个实施例中,射流孔的直径和分隔板的厚度的比值为 $\alpha=1/4\sim 1/2$,优选为 $\alpha=1/3$ 。当分隔板的厚度为 $H=6\text{mm}$,且射流孔的直径和分隔板的厚度的比值为 $\alpha=1/3$ 时,射流孔的直径为 $d=2\text{mm}$,如图1所示。

[0023] 其中一个实施例中,为确保射流的增混效果,射流孔的间隔为1~3个射流孔直径。

[0024] 其中一个实施例中,射流动量和第一超声速流与第二超声速流平均动量的比值为 $\beta=0.1\sim 0.5$,优选为 $\beta=0.3$ 。具体地,超声速射流的穿透深度与射流和主流的动量比有关,为保证穿透深度足以穿过回流区与混合层相遇,动量比 β 不能太小,一般取为 $0.1\sim 0.5$,本实施例中优选为 $\beta=0.3$ 。这样可以保证射流涡与混合层涡结构能够相互作用,促进大尺度涡结构的破碎,提高上下两层的接触面积,实现高效混合。

[0025] 其中一个实施例中,分隔板为一体加工成型。具体地,为确保结构可靠以及结构表面平滑,分隔板是一体成型的整体结构。

[0026] 其中一个实施例中,分隔板的材料为合金弹簧钢。具体地,分隔板在材料上选择抗疲劳强度好的材料,例如55Si2Mn等合金弹簧钢。合金弹簧钢是指具有高的屈服点和屈强比(σ_s/σ_b)、弹性极限、抗疲劳性能的合金材料,可以确保其具有足够的弹性变形能力并能承受较大的载荷。

[0027] 以上实施例的各技术特征可以进行任意的组合,为使描述简洁,未对上述实施例中的各个技术特征所有可能的组合都进行描述,然而,只要这些技术特征的组合不存在矛盾,都应当认为是本说明书记载的范围。

[0028] 以上所述实施例仅表达了本申请的几种实施方式,其描述较为具体和详细,但并不能因此而理解为对发明专利范围的限制。应当指出的是,对于本领域的普通技术人员来说,在不脱离本申请构思的前提下,还可以做出若干变形和改进,这些都属于本申请的保护范围。因此,本申请专利的保护范围应以所附权利要求为准。

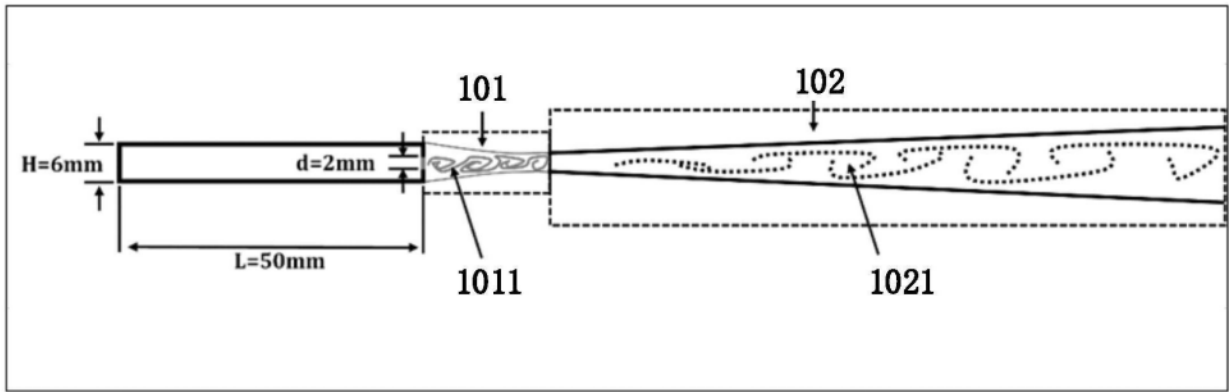


图1

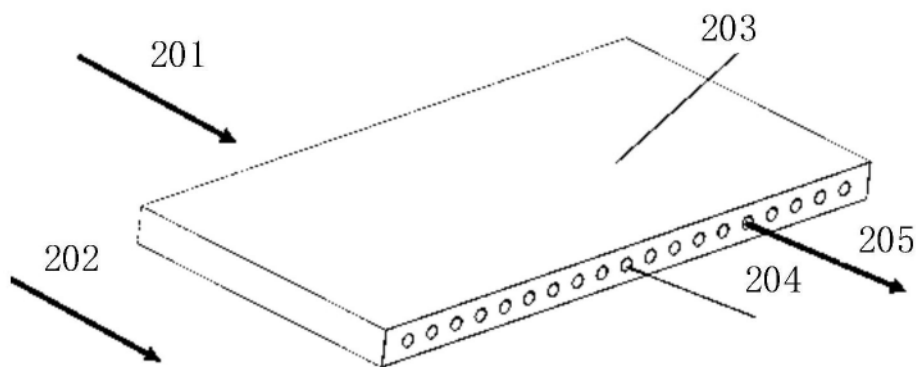


图2